شبیه‌سازی عددی تأثیر نوسان جت برخوردی سینوسی بر انتقال حرارت از سطح مقعر استوانه‌ای★

علی حاجی‌محمدی[۱] مهران رجبی زرگرآبادی[۲]

چکیده *این مقاله درمورد تحلیل عددی جریان و انتقال حرارت آشفته در جت دایره‌ای برخوردی نوسانی به سطح مقعر استوانه‌ای بحث می‌کند. در این راستا معادلات متوسط‌گیری‌شده برای جریان تراکم‌ناپذیر آشفته در حالت غیردائم به‌همراه مدل آشفتگی RNG k-ε در یک فضای محاسباتی سه‌بعدی حل شده است. تأثیر فرکانس نوسان، دامنهٔ نوسان و عدد رینولدز بر توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت سطح، موردبررسی قرار گرفته است. نتایج به‌دست آمده نشان می‌دهد که درمقایسه با جت پایا، استفاده از جت نوسانی در محدودهٔ فرکانس ۵۰ تا ۲۰۰ هرتز باعث افزایش میانگین انتقال حرارت از سطح می‌شود. همچنین با افزایش عدد رینولدز از ۱۰,۰۰۰ به ۴۰,۰۰۰ و افزایش دامنهٔ نوسانات از ۰/۴ تا ۱، متوسط زمانی عدد ناسلت افزایش یافته است.*

واژه‌های کلیدی جریان آشفته؛ جت برخوردی نوسانی؛ موج سینوسی؛ عدد ناسلت؛ سطح مقعر.

Numerical Simulation of the Effects of Sinusoidal Pulsed Impinging Jet on Heat Transfer from the Concave Cylindrical Surface

A. Hajimohammadi M. Rajabi Zargarabadi

Abstract *In this study, the numerical analysis of turbulent flow and heat transfer of oscillating impinging circular jet on concave cylindrical surface has been investigated. In this way, the averaged Navier-Stocks equations for turbulent incompressible flow in an unsteady state with RNG k-ε turbulent model and in 3D computational space were solved. The effects of oscillation frequency, amplitude of oscillation and Reynolds number on Time-averaged Nusselt number Distribution in concave surface were studied. The obtained results show that applying the pulsating jet in the range of 50 to 200 Hz can increasing heat transfer from concave surface in comparison with the steady jet. Furthermore, increasing Re number from 10000 to 40000 and amplitude of oscillation from 0.4 to 1, leads to the increase of time-averaged Nusselt number.*

Key Words Turbulent flow; Sinusoidal Waveform; Impinging Pulsated Jet; Nusselt number; Concave Surface

★تاریخ دریافت مقاله ۹۵/۷/۲۱ و تاریخ پذیرش آن ۹۶/۱/۲۹ می‌باشد. DOI: 10.22067/fum-mech.v29i1.59499

(۱) کارشناس ارشد، دانشکدهٔ مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان.

(۲)نویسندهٔ مسئول: استادیار، دانشکدهٔ مهندسی مکانیک، دانشگاه سمنان. rajabi@semnan.ac.ir

مقدمه

یکی از روش‌های نسبتاً جدید و مؤثر در صنعت امروز برای خنک‌کاری قطعات داغ، انتقال حرارت به‌روش برخوردی می‌باشد. جت‌های برخوردی به‌دلیل دارا بودن نرخ انتقال حرارت بالا موردتوجه بسیاری از محققان قرار گرفته‌اند. در این روش با اعمال مومنتوم قابل‌توجه به یک سیال خروجی از نازل و سپس با تشکیل یک لایه نازک هیدرودینامیکی و حرارتی بر سطح برخورد، بهبود قابل‌توجهی در افزایش میزان انتقال جرم، حرارت و مومنتوم حاصل خواهد شد. از جت‌های برخوردی در خنک‌کاری پره‌های توربین گازی، قطعات الکترونیکی، دیواره محفظه احتراق، در صنایع دارویی و غذایی، در فرایندهای برش و شکل‌دهی فلزات و خشک کردن کاغذ استفاده می‌شود. اصلی‌ترین کاربرد جت برخوردی به سطوح مقعر، مربوط به خنک‌کاری سطح داخلی لبهٔ جلویی پرهٔ توربین گاز است. این بخش از پرهٔ توربین در برخورد با گازهای داغ به‌شدت تحت تأثیر قرار می‌گیرد و نیازمند خنک‌کاری می‌باشد.

بررسی‌های متعدد قبلی نشان می‌دهد که خنک‌کاری جت برخوردی در حالت پایا به عوامل مختلفی چون عرض جت، عدد رینولدز، فاصلهٔ جت تا سطح برخورد، انحنای نسبی سطح برخورد، زاویهٔ جت برخوردی، تعداد جت و فاصلهٔ جت‌ها از هم بستگی دارد. در سال‌های اخیر، برای افزایش انتقال حرارت جت برخوردی از سطوح برخورد، از جت‌های نوسانی استفاده می‌شود. این نوسانات می‌توانند به‌شکل موج سینوسی در فرکانس‌های مختلفی باشند. مطالعات محدودی به‌صورت عددی و تجربی در این زمینه انجام شده است.

در سال ۱۹٦۹ چوپ و همکاران [1]، مطالعاتی را بر یک ردیف جت برخوردی پایا به صفحهٔ مقعر انجام دادند. آنها افزایش عدد رینولدز را مهم‌ترین عامل در افزایش ضریب انتقال حرارت گزارش کردند. در سال ۱۹۹۹ سیلر و همکاران [2]، اهمیت چرخهٔ کار (یعنی نسبت زمان چرخهٔ نوسان به زمان کل تناوب) را برای یک جت برخوردی نوسانی دوبعدی مورد بررسی قرار دادند. آنها نشان دادند سیکل کاری ۰/۲۵ اثر بهتری از سیکل کاری ۰/۳۳ یا ۰/۵ برای فرکانس تا حدود ٦۰ هرتز تولید می‌کند. در سال ۲۰۰۲ کمسی و هر [3]، جت برخوردی خودنوسان را در هندسهٔ دوبعدی مطالعه کردند. آنها یک جت با فلپ دوره‌ای را درامتداد محور عمودی نازل بررسی کردند و مشاهده کردند که جابه‌جایی و پخش گرما به‌دلیل نوسانات افزایش یافته است.

در سال ۲۰۰٤ سوریس و همکاران [4]، به بررسی عددی جت خنک‌کنندهٔ برخوردی به یک نیم‌دایرهٔ مقعر پرداختند. آنها تغییرات رینولدز جت، فاصلهٔ بین نازل و جت را درنظر گرفتند. از دو مدل $K\text{-}\varepsilon$ و RSM استفاده کردند که دقت مدل RSM بیشتر بود. همچنین مشاهده کردند بیشترین انتقال حرارت در بالاترین رینولدز رخ می‌دهد.

در سال ۲۰۰۵ فنوت و همکاران [5]، مطالعهٔ تجربی را بر یک ردیف جت برخوردی پایا به صفحهٔ تخت انجام دادند. آنها تأثیر عدد رینولدز، فاصلهٔ جت تا صفحهٔ برخورد، فاصلهٔ بین جت‌ها و همچنین دمای ورودی به جت‌ها بر عدد ناسلت موردبررسی قرار دادند. آنها مستقل بودن ناسلت از $(T_j\text{-}T_\infty)$ را گزارش کردند. در سال ۲۰۰٦ زولکیفلی و سوپیان [6]، به بررسی اثر فرکانس بر انتقال حرارت محلی و انتقال حرارت متوسط روی صفحه را به‌صورت دوبعدی پرداختند. آنها نتیجه گرفتند که متوسط عدد ناسلت جریان نوسانی بسیار بیشتر از عدد ناسلت در حالت جت پایا است. همچنین انتقال حرارت در نقطهٔ سکون در جت نوسانی برای همان محدوده فرکانس‌ها نسبت به حالت جت پایا کمتر است.

در سـال ۲۰۰۷ هـافمن و همکـارانش [7]، تـأثیر ضربان‌دار بودن جریان جت برخوردی به صفحه را بـر انتقال حرارت و ساختار جریان در هندسه‌ای دوبعـدی بررسی کردند. تغییرات فرکانس و دامنه‌هـای گونـاگون را به‌طور جداگانه بررسـی کردنـد و نتیجـه گرفتنـد در فرکانس‌هـای بـالا بـرای فواصـل کـم‌برخـورد، انتقـال حرارت افزایش مـی‌یابـد. آسـتانهٔ فرکـانس بـرای ایـن حالت در عدد استروهال St=۰/۲ تعیین شده است.

در سـال ۲۰۰۸ فنـوت و همکـاران [8]، مطالعـهٔ تجربی را روی یـک ردیـف جـت پایـای دایـره‌ای در برخورد با صفحهٔ مقعـر انجـام دادنـد. آنهـا در مطالعـهٔ خود، تأثیر عدد رینولدز، فاصلهٔ خروجی جت تا صفحهٔ مقعر، فاصلهٔ بین جت‌ها، انحنای نسبی و دمـای هـوای ورودی جت‌ها را بر توزیع عـدد ناسـلت موردبررسـی قرار دادنـد. آنهـا توزیـع عـدد ناسـلت در دو راسـتای محوری، در دماهای متفـاوت هـوای ورودی بـه جـت ارائه دادند. سـال ۲۰۰۹ زولکیفلـی و همکـارانش [9]، مقایسه‌ای را بین عدد ناسلت جت پایا و جریـان جـت نوسانی برای هندسه دوبعدی انجام دادند. شار حرارتی را در موقعیت‌های شعاعی بـه مرکزیـت نقطـهٔ سـکون اندازه‌گیری کردند. آنها نتیجه گرفتند که جریان با جـت نوسـانی، انتقـال حـرارت محلـی بیشـتری را موجـب می‌شود.

در سال ۲۰۱۱ بازدیدی تهرانـی و همکـاران [۱۲]، بـه بررسـی عـددی جریـان و انتقـال حـرارت جـت برخوردی نوسانی مصنوعی بر هندسهٔ متقـارن بـا شـار حرارتی ثابت پرداختند. آنهـا مشـاهده کردنـد متوسـط زمانی عدد ناسلت با افـزایش فاصـلهٔ نـازل از صـفحهٔ برخـورد، افـزایش یافتـه اسـت. همچنـین بـا افـزایش فرکانس نوسان انتقال حرارت افزایش یافته است.

محمدپور و همکاران [۱۱و۱۲]، به تحلیـل عـددی انتقال حرارت جت شیاری برخوردی نوسانی به سـطح مقعر پرداختند. آنها اثرات رینولدز جـت، فاصـلهٔ جـت تا سطح برخورد و دامنهٔ سرعت نوسـانی را بـر انتقـال حرارت از سطح برخورد موردبررسی قرار دادند. نتایج تحقیق آنها نشان می‌دهـد کـه افـزایش فرکـانس جـت نوسانی و افزایش عدد رینولدز جت منجر بـه افـزایش میانگین انتقـال حـرارت از سـطح مـی‌شـود. همچنـین درمقایسه با جت پایا، کاهش فاصـله جـت تـا صـفحه منجـر بـه افـزایش محسـوس عـدد ناسـلت در ناحیـهٔ برخورد می‌شود.

در سال ۲۰۱۵ اسماعیل پور و همکـاران [13]، بـه تحلیل عـددی میـدان جریـان و انتقـال حـرارت جـت برخوردی نوسانی به سطح پرداختند. آنها نشـان دادنـد که نوسان جت برخوردی باعث کاهش انتقال حـرارت در ناحیهٔ برخورد جت و افزایش نرخ انتقال حرارت در ناحیهٔ جت دیواره می شود. همچنین با افـزایش فاصـله از ناحیهٔ برخورد، تأثیر نوسان جت بـر انتقـال حـرارت کاهش می یابد.

در سـال ۲۰۱٤ محمـدپور و همکـاران [14]، تحلیـل عـددی جریـان و انتقـال حـرارت آشـفته در جـت برخوردی نوسانی را به سطح مقعر انجام دادند. آنها اثر نوسان های مربعی و سینوسـی را بـر جریـان و انتقـال حرارت آشفته یک جت شـیاری برخـوردی بـه سـطح مقعر بررسی کردند و نشان دادند که در جت نوسـانی، افزایش فرکانس باعـث افـزایش متوسـط زمـانی عـدد ناسـلت درمقایسـه بـا جـت پایـا مـی‌شـود. افـزایش قابـل‌تـوجهی در نـرخ انتقـال حـرارت بـرای مـوج مربعی‌شکل نسبت به موج سینوسی وجود دارد.

در سال ۲۰۱٦ طریقی و رجبی [۱۵] درمورد تـأثیر جابه‌جایی افقی جت‌ها بر انتقال حرارت جابه جـایی از سطح مقعر استوانه‌ای تحقیقاتی را ارائه کردند. آنهـا در یک فضای محاسباتی سه‌بعدی نشان دادنـد کـه اعمـال تصحیح یاپ به‌طور قابل‌ملاحظـه‌ای منجـر بـه اصـلاح تخمین بیشینهٔ عدد ناسلت در نقطهٔ برخورد می‌شود.

در سال ۲۰۱٦ تقی‌نیا و همکاران [16]، به بررسـی عددی انتقال حرارت و جریان جت هـوای برخـوردی به سطح مقعر پرداختند. آنها بـه بررسـی اثـر تغییـرات

فاصلهٔ برخورد نازل تا سطح مقعر پرداختند. آنها نشان دادند که مدل LES بهتر از مدل SST-SAS رفتار و انتقال حرارت جت برخوردی از سطح مقعر را پیش‌بینی می‌کند.

در تحقیق حاضر تلاش جدیدی برای تحقیق و بررسی سه‌بعدی جریان و انتقال حرارت تک‌جت برخوردی دایروی نوسانی به صفحهٔ مقعر استوانه‌ای انجام شده است. ابتدا نتایج شبیه‌سازی جریان پایا برای هندسهٔ سه‌بعدی (هندسهٔ مرجع) [8] بااستفاده از نرم‌افزار انسیس فلوئنت ١٦ [17] موردبررسی قرار گرفته است. درنهایت نتایج عددی با نتایج تجربی موجود اعتبارسنجی شده است. به‌منظور اعمال شرط ورودی نوسانی برای سرعت ورودی جت، کد محاسباتی به‌زبان C نوشته شده و به نرم‌افزار اضافه شده است. در این مطالعه به ارزیابی و بررسی تأثیر عدد رینولدز، فرکانس نوسان و دامنهٔ نوسان بر میزان توزیع عدد ناسلت مورد بررسی قرار گرفته است.

هندسه و شرایط مرزی

در شکل (١)، نمایی از تک‌جت با سطح مقطع دایره‌ای و صفحهٔ مقعر موردمطالعه در این پژوهش نشان داده شده است. صفحهٔ برخورد به شکل نیم‌استوانه است به قطر ١٠٠ میلی‌متر و دارای طولی ٤ برابر قطر جت (٤d) می‌باشد که به‌وسیلهٔ دو صفحهٔ تخت با ارتفاع ٥٠ و عرض ٣٥ میلی‌متر (دارای طولی برابر با صفحهٔ برخورد) امتداد داده شده است. در مطالعهٔ تجربی انجام‌شده توسط فنوت و همکاران [8]، صفحهٔ نگهدارنده‌ای در خروجی جت‌ها قرار داده شده است. این صفحه از ارتعاش جت‌ها (به‌دلیل سرعت بالای سیال خروجی) و همچنین از برخورد جریان برگشتی به‌سمت دیوارهٔ جت‌ها جلوگیری می‌کند. مطابق مطالعهٔ تجربی [8] طول و عرض این صفحه به‌ترتیب ١٠٠ و ٣٠ میلی‌متر درنظر گرفته شده است. جزئیات ابعاد هندسی در شکل (١) قابل مشاهده می‌باشد. همچنین شرایط مرزی استفاده شده در این پژوهش در شکل (١) نمایش داده شده است.

شرایط درنظر گرفته‌شده در این تحلیل به‌گونه‌ای است که در ورودی جریان جت به میدان حل، شرط مرزی ورودی سرعت، که مقدار آن متناسب با عدد رینولدز درنظر گرفته شده است. سرعت در خروجی جت به‌صورت موج سینوسی فرض شده است. توزیع سرعت اعمال‌شده در خروجی جت (u_{jet}) برای حالت جت سینوسی به‌صورت زیر تعریف شده‌اند:

$$u_{jet} = u_{ave} + Au_{ave}\sin(2\pi ft) \qquad (١)$$

که u_{avg} سرعت میانگین تعریف شده است. در موج سینوسی، نیمهٔ اول سیکل مربوط به زمانی است که $u_{jet}>u_{avg}$ و نیمهٔ دوم مربوط به زمانی است که $u_{jet}<u_{avg}$. اجرای این الگوی سینوسی به‌طور مکرر، یک سیکل نامیده می‌شود [18]. دمای هوای ورودی به جت‌ها برابر دمای محیط، یعنی ٢٩٨/١٥ کلوین درنظر گرفته شده است و شدت آشفتگی در ورودی جت‌ها برابر ٥ درصد لحاظ شده است. همچنین باتوجه‌به اینکه سطح مقطع جت‌ها دایره‌ای می‌باشد، قطر هیدرولیکی موردنیاز برای محاسبهٔ عدد رینولدز و عدد ناسلت، برابر قطر جت‌ها فرض شده است.

$$Re = \frac{\rho u_{ave} d_h}{\mu} \qquad (٢)$$

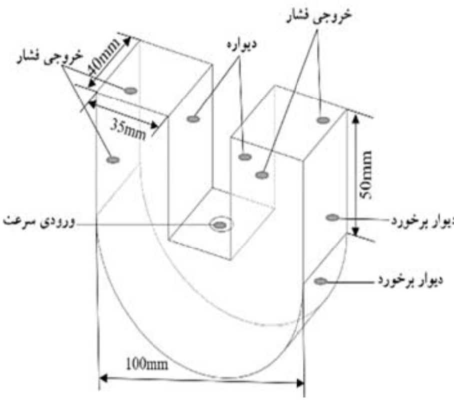
$$Nu = \frac{q''}{T_w - T_j}\frac{d_j}{k_j} \qquad (٣)$$

که ρ,μ,k_j به‌ترتیب ضریب هدایت گرمایی، ویسکوزیته و چگالی هوای ورودی به جت‌ها در دمای ٢٩٨/١٥ کلوین (T_{jet} =٢٩٨/١٥K) می‌باشند. همچنین d_h قطر هیدرولیکی است و از تعریف زیر حاصل شده است.

$$d_h = \frac{4A}{P} = d \tag{٤}$$

شایان ذکر است بـه صـفحهٔ برخـورد و امتـداد آن شار حرارتی ثابـت برابـر بـا $۵۰۰۰ w/m^2$ اعمـال شـده است. همچنین دیوارهای انتهایی و دیـوارهٔ نگهدارنـدهٔ جت‌ها آدیاباتیک درنظر گرفتـه شـده‌انـد. روی تمـامی دیواره‌های محـدودهٔ محاسـباتی از شـرط عـدم‌لغـزش استفاده شده است.

همچنین در خروجی جریان شرط مرزی خروجـی فشار درنظر گرفته شده است. شرایط مرزی اعمالی بـر هندسهٔ محاسباتی ازجمله دمای ورودی جت‌ها و مقدار شار حرارتی اعمالی بر سطح برخورد باتوجه‌به شـرایط کار آزمایشـگاهی فنـوت و همکـاران [8] و تحقیقـات عددی مربوط به فیزیک مسئله [13-15] انتخـاب شـده است.



شکل ۱ هندسهٔ میدان حل و شرایط مرزی

همچنین چسبندگی دینامیکی و گرمای ویـژهٔ هـوا در فشار اتمسفر و دمای ۲۹۸/۱۵ کلوین درنظـر گرفتـه شده است. برای محاسبهٔ عدد رینولدز، چگالی در دمای ورودی تعریف شده است. برای تحلیل جت در حالت غیرپایا (نوسانی)، شرایط اولیه موردنیاز اسـت. شـرایط در لحظهٔ اولیه ($t=0$) مطابق زیـر درنظـر، گرفتـه شـده است: $u=v=w=0,\ p=p_\infty\ .T=T_\infty,\ k=\varepsilon=0,$

معادلات حاکم

شرایط حاکم بر جریان بـه‌صـورت سـه‌بعـدی، آشـفته، تک‌فـاز و غیـردائم درنظـر گرفتـه شـده اسـت. سـیال انتخابی نیز هوا با شـرایط گـاز ایـده‌آل و تـراکم‌ناپـذیر می‌باشد.

معادلات پیوستگی و مومنتم و انرژی برای جریـان آشفته بااستفاده‌از متوسط‌گیری رینولدز بیان شده اسـت که به شرح زیر است.

معادلهٔ بقای جرم:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \tag{۵}$$

معادلهٔ بقای مومنتوم:

$$\frac{\partial(\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right) - \rho\overline{u'_i u'_j}\right] \tag{٦}$$

که در رابطهٔ فرضی بوزینسک برابر است با:

$$-\rho\overline{u'_i u'_j} = \mu_t\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}\right) - \frac{2}{3}\delta_{ij}\rho k \tag{٧}$$

معادلهٔ بقای انرژی:

$$\frac{\partial(\rho C_p \bar{T})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho C_p \bar{u}_i \bar{T})}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left(k\frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i} - \rho C_p \overline{u'_i T'}\right) \tag{٨}$$

معادلات RANS عنوانی است که به معادلات فوق اطلاق می‌شود و در ضمن معـادلاتی صـریح هسـتند و هیچ فرضی در به‌دست آمدن آنها اعمال نشده است.

مدل RNG k-ε توسط یاخوت و اورژگ [19]، در سال ۱۹۹۱ ارائه شده است. از ویژگی‌هـای ایـن مـدل، ارائهٔ جواب‌های واقعـی‌تـر در جریـان‌هـای همـراه بـا چرخش است. این مدل در مسائل گـذرا نتـایج بهتـری نسبت به سایر مدل های k-ε ارائـه مـی‌دهـد [20-22]. باتوجه به ویژگی ذکـرشـده، مـدل RNG در محـدودهٔ

وسیعی از جریان‌ها، نتـایج مطمـئن‌تـر و دقیـق‌تـری را نسبت به مدل استاندارد ارائه مـی‌دهـد. در ایـن مـدل، معادلهٔ انتقال نرخ اضمحلال (ε) اصلاح شده اسـت. در این مدل، معادلات k و ε به شکل زیر است.

معادلهٔ (k):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k)= \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+P_k-\rho\varepsilon \qquad (۹)$$

معادلهٔ (ε):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \varepsilon)= \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}\right] +\frac{\varepsilon}{k}\left(C_{\varepsilon1}P_k-C^{*}_{\varepsilon2}\rho\varepsilon\right) \qquad (۱۰)$$

که در رابطهٔ فوق:

$$C^{*}_{\varepsilon2}=C_{\varepsilon2}+\frac{C_\mu\eta^3\left(1-\frac{\eta}{\eta_0}\right)}{1+\beta\eta^3} \quad \text{و} \quad \eta=S\frac{K}{\varepsilon}$$

$$S=(2S_{ij}S_{ij})^{\frac{1}{2}} \quad \text{و}$$

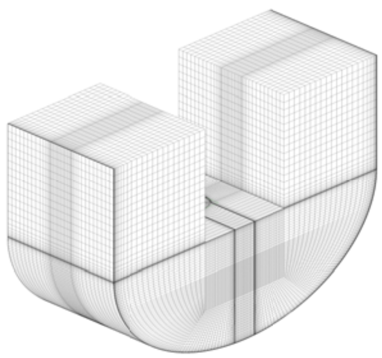
ضرایب موجود در معادلات ذکر شده بـرای مـدل RNG k-ε مطابق جدول (۱) می‌باشند.

جدول ۱ ضرایب نیمه‌تجربی مدل k-ε

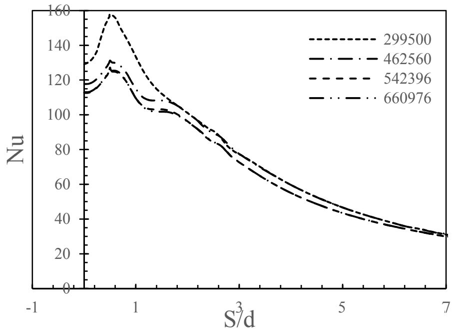
C_μ	$C_{\varepsilon1}$	$C_{\varepsilon2}$	σ_k	σ_ε	η_0	β
۰/۰۸٤٥	۱/٤۲	۱/٦۸	۰/۷۱۹٤	۰/۷۱۹٤	٤/۳۸	۰/۰۱۲

شبکهٔ محاسباتی و روش حل عددی

در شـــکل (۲)، نمـــایی کلـــی از شـــبکهٔ محاســـباتی مورداسـتفاده در ایـن تحقیـق نشـان داده شـده اسـت. همان‌طور که در شکل دیده می‌شود، محدودهٔ جریان به شکل یک شـبکه‌بنـدی غیریکنواخـت و سـازمان‌یافتـه درنظر گرفته شده است. به‌منظور مـدل‌سـازی مناسـب جریان مجاور دیـواره، سـلول‌هـای شـبکه در نزدیکـی صفحهٔ برخورد ریزتر شده و بـر تـراکم شـبکه در ایـن ناحیـــه افـــزوده شـــده اســـت. همچنـــین باتوجـــه بـــه پیچیدگی‌های موجود برای مـدل‌سـازی سـه‌بعـدی، از نرم‌افزار انسیس فلوئنت ۱٦ استفاده شده است و شرایط مرزی نوسانی با نوشتن کد برنامه‌نویسی بـه زبـان C و اضافه کردن به نرم‌افزار به ورودی جت‌ها اعمـال شـده است. همچنین باتوجه به استفاده از مدل RNG k-ε در این مسئله بـرای شـبیه‌سـازی دقیـق رفتـار جریـان در نزدیکی دیواره از توابع دیوارهٔ بهبودیافته (ترکیب مـدل مغشوش دولایه‌ای با توابـع دیـوارهٔ پیشـرفته) اسـتفاده شده است. در این صورت ضروری اسـت کـه مقـدار فاصله بدون بعد از صفحهٔ برخورد، Y^+ در تمـام طـول دیوارهٔ مقعر کوچک‌تر از ۱ باشد [27-23]. مطابق شکل (۳)، به‌منظور دست‌یابی به حل مستقل از شـبکه‌بنـدی، تعداد شبکه در سه مرحله افزایش یافته است. با مقایسهٔ توزیع عدد ناسلت در حالت پایـا، درنهایـت شـبکه بـا تعداد سـلول‌هـای محاسـباتی ٥٤۲,۳۹٦ انتخـاب شـده است.



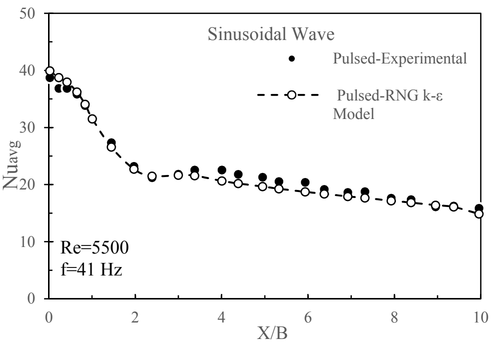
شکل ۲ ساختار شبکه‌بندی محدودهٔ جریان



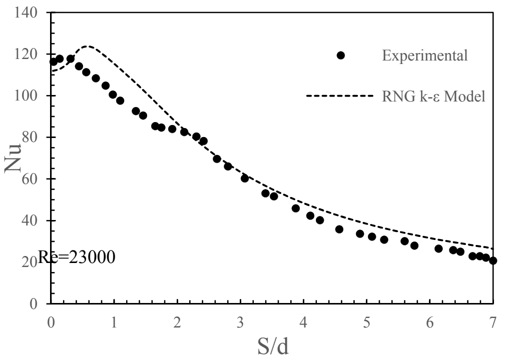
شکل ۳ تأثیر تعداد شبکه بر توزیع عدد ناسلت
(Y/d=2, Re=23000)

برای گسسته‌سازی معادله‌های مومنتوم، آشفتگی و انرژی از فرمول‌بندی تفکیکی و روش مجزاسازی مرتبه دوم استفاده شده و ارتباط میان فشار و سرعت از طریق الگوریتم سیمپل برقرار شده‌است. مبنای هم‌گرایی جواب‌ها میزان باقی‌ماندهٔ نسبی می‌باشد که در حالت پایا $۱۰^{-٦}$ و درحالت گذرا برای تمامی پارامترها (به‌جز انرژی که $۱۰^{-٦}$ است) $۱۰^{-٤}$ درنظر گرفته شده است. در این تحقیق برای بررسی استقلال نتایج از گام زمانی، هر سیکل نوسان به ۱۰، ۲۰ و ۳۰ گام زمانی تقسیم شد. به‌عبارت دیگر سه گام زمانی $\frac{1}{10f}$، $\frac{1}{20f}$ و $\frac{1}{30f}$ برای حالت نوسانی اعمال شده است. مقایسهٔ نتایج تحقیق حاضر و تحقیقات دیگران [18] نشان می‌دهد که گام زمانی $\frac{1}{20f}$ (یک‌بیستم زمان هر سیکل)، دارای دقت حل و سرعت همگرایی مناسب است. شبیه‌سازی تا زمانی اجرا می‌شود که نوسان میدان‌های جریان و دما پایدار شود. یعنی در چرخه‌های متوالی به‌صورت یکسان تکرار شوند.

باتوجه‌به عدم وجود داده‌های تجربی و عددی در مورد جت نوسانی برخوردی به سطح مقعر، مطالعهٔ حاضر بااستفاده‌از نتایج تحلیل تک‌جت پایا برخوردی به سطح مقعر و جت برخوردی نوسانی به یک صفحهٔ تخت اعتبارسنجی شده است. پیش‌بینی توزیع عدد ناسلت به‌دست آمده در تحقیق حاضر با داده‌های تجربی از ملادین و زومبرون [28] در حالت نوسانی موردمقایسه قرار گرفته‌اند. لازم‌به‌ذکر است شرایط مرزی دامنهٔ حل و حوزهٔ حل در این زمینه مطابق با تحقیق ژو و همکاران [29] می‌باشد. شکل (٤)، متوسط زمانی عدد ناسلت محلی در فرکانس ٤١ هرتز و رینولدز ۵۵۰۰ را برای جت نوسانی برخوردی به سطح تخت نشان می دهد. مقایسهٔ نتایج عددی با داده‌های تجربی نشان می دهد که پیش‌بینی متوسط زمانی عدد ناسلت محلی مطابقت قابل‌قبولی با نتایج به‌دست آمده از مطالعه ملادین و زومبرون [28] دارد. پیش‌بینی توزیع عدد ناسلت به‌دست آمده در تحقیق حاضر با داده‌های تجربی فنوت [8] در حالت پایا موردمقایسه قرار گرفته‌اند. در شکل (۵)، مقایسهٔ عدد ناسلت در عدد رینولدز ۲۳۰۰۰ و برای جت برخوردی پایا به سطح مقعر نشان داده شده است. مقایسهٔ نتایج عددی با داده‌های تجربی نشان می دهد که پیش‌بینی متوسط زمانی عدد ناسلت محلی مطابقت قابل قبولی با نتایج به‌دست آمده از مطالعهٔ فنوت [8] دارد.



شکل ٤ مقایسهٔ متوسط عدد ناسلت محلی با نتایج تجربی صفحهٔ تخت [28]

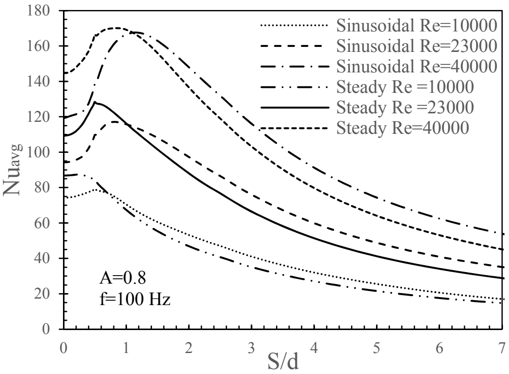


شکل ۵ مقایسهٔ عدد ناسلت با نتایج تجربی پایا صفحهٔ مقعر [8]

نتایج و تحلیل

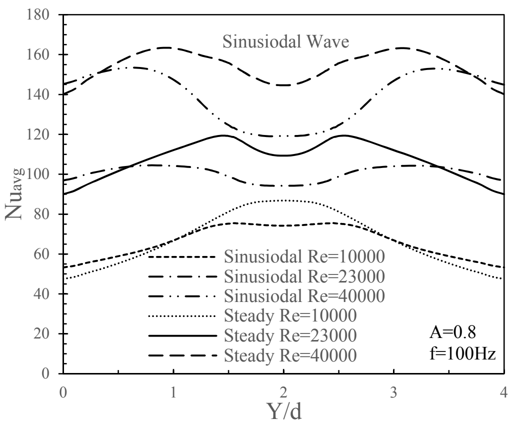
تأثیر عدد رینولدز. همان‌طور که در شکل (٦) نشان داده شده است افزایش عدد رینولدز جت از ۱۰,۰۰۰ به ٤۰,۰۰۰ سبب افزایش انتقال حرارت به‌میزان محسوس در نقطهٔ برخورد و راستای محوری s شده

است. در مقایسهٔ جت نوسانی با جت پایا مشاهده می‌شود که در نقطهٔ برخورد (نقطهٔ سکون) کاهش انتقال حرارت و عدد ناسلت مشاهده می‌شود که با افزایش عدد رینولدز این اختلاف افزایش می‌یابد، به‌طوری که این کاهش برای رینولدز ۱۰,۰۰۰ برابر ۱۳٪ و برای رینولدز ٤۰,۰۰۰ در حدود ۲۱٪ می‌باشد. همچنین مشاهده می‌شود در پایین‌دست جریان افزایش عدد رینولدز باعث افزایش بیشتری در انتقال حرارت و متوسط زمانی عدد ناسلت می‌شود. دلیل این افزایش بالاتر بودن شدت آشفتگی جت نوسانی نسبت به جت پایا در این نواحی است. همچنین در حالتی که عدد رینولدز ۲۳,۰۰۰ و ٤۰,۰۰۰ باشد توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت برای جت نوسانی و همچنین توزیع عدد ناسلت جت پایا در راستای محوری دارای یک کمینهٔ محلی می‌باشد. این در حالی است که با کاهش عدد رینولدز به ۱۰۰۰۰، چنین کمینه‌ای در حالت پایا مشاهده نمی‌شود و در حالت نوسانی درمقایسه با رینولدزهای بالاتر کاهش تقریباً ناچیزی مشاهده شده است. فنوت و همکاران [8] این حداقل نسبی در نقطهٔ برخورد برای صفحهٔ مقعر را به ناحیهٔ سیال مرده ارتباط دادند. ناحیهٔ سیال مرده توسط گیلارد و بریزی [30] در مطالعهٔ تجربی آنها روی یک جت شیاری دربرخورد با صفحهٔ مقعر مشاهده شده است. آنها سرعت متوسط سیال در این ناحیه را بسیار ناچیز گزارش کردند. درحقیقت انحنای صفحهٔ مقعر، اجازهٔ خروج کامل جریان را نمی‌دهد و سبب تشکیل ناحیهٔ سیال مرده بر خط برخورد می‌شود. این ناحیه از برخورد مستقیم جریان جت به صفحهٔ مقعر جلوگیری می‌کند و همین امر سبب کاهش عدد ناسلت در نقطهٔ برخورد می‌شود. با کاهش عدد رینولدز به ۱۰,۰۰۰ از حجم ناحیهٔ سیال مرده کاسته می‌شود و تأثیر قابل‌توجهی بر عدد ناسلت در نقطهٔ برخورد ندارد.



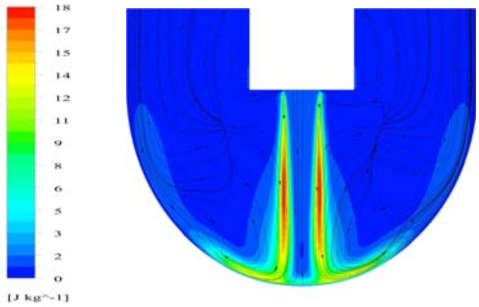
شکل ٦ اثر عدد رینولدز بر توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت محلی راستای محوری s

شکل (۷) توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت درراستای محوری y را نشان می‌دهد. همان‌گونه که دیده می‌شود با ایجاد نوسان در جریان، در رینولدزهای پایین در نواحی دور از نقطهٔ برخورد و پایین‌دست جریان باعث افزایش جزئی در انتقال حرارت شده است. همچنین در نقطهٔ برخورد و نواحی نزدیک نقطهٔ برخورد ($1<Y/d<3$) کاهش در توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت و انتقال حرارت از سطح مشاهده می‌شود، به‌گونه‌ای که با افزایش رینولدز اختلاف بین حالت پایا و نوسانی بیشتر می‌شود.

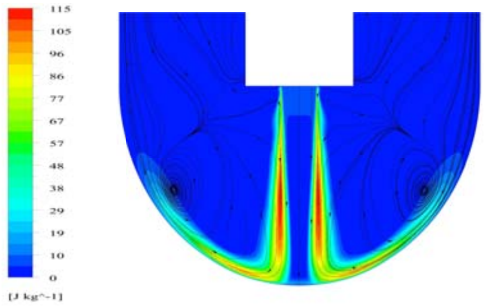


شکل ۷ اثر عدد رینولدز بر توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت محلی راستای محوری y

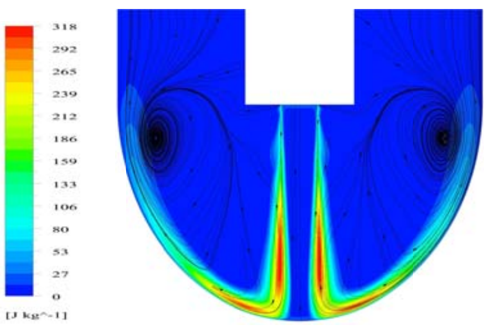
در شکل (۸) کانتورهای انرژی جنبشی آشـفتگی به‌همراه خطوط جریان برای جت نوسانی سینوسـی در فرکانس ۱۰۰ هرتز، دامنـهٔ نوسـان ۰/۸ و رینولـدزهای مختلـف در زمـان $t/\tau=0.5$ نمـایش داده شـده اسـت. همان‌گونه که در شکل (۸) دیده مـی‌شـود بـا افـزایش رینولدز انرژی جنبشی رینولدز افزایش می‌یابد.



رینولدز ۱۰۰۰۰، $t/\tau=0.5$



رینولدز ۲۳۰۰۰، $t/\tau=0.5$

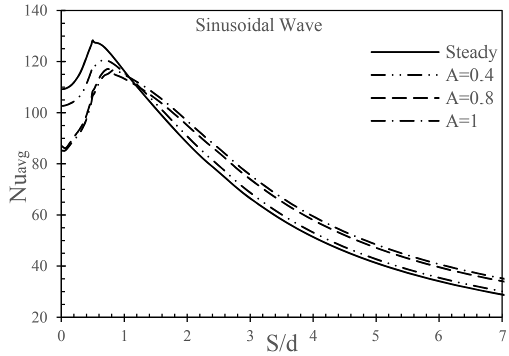


رینولدز ٤٠٠٠٠، $t/\tau=0.5$

شکل ۸ کانتور خطوط جریان- انرژی جنبشی آشفتگی جت برخوردی نوسانی $t/\tau=0.5$، دامنهٔ نوسان ۰/۸و فرکانس ۱۰۰Hz

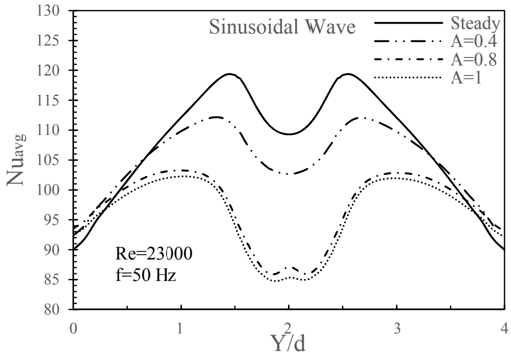
همچنین باافزایش رینولدز گردابه‌های تشکیل‌شـده بر اثر برخورد جت نوسانی با سطح مقعر، بـزرگ‌تـر و قوی‌تر اسـت. همـان‌گونـه کـه در شـکل (۸) مشـاهده می‌شود برای رینولدز ۱۰,۰۰۰ گردابه‌ها مشاهده نشـده است و باافزایش رینولـدز گردابـه‌هـا تشـکیل شـده و نسبت به اعداد رینولدز پایین‌تر رشد چشم‌گیری داشـته است.

تأثیر دامنهٔ نوسان. شکل (۹) اثر دامنـهٔ نوسـان (A) را بر متوسط زمانی عدد ناسـلت محلـی نشـان مـی‌دهـد. باتوجه‌به شـکل (۹)، متوسـط زمـانی عـدد ناسـلت در ناحیهٔ برخورد، باافزایش دامنه کاهش می‌یابد و درامتداد صفحه باتوجه‌به تشکیل گردابهٔ قوی‌تر و بزرگ‌تر نـرخ انتقال حرارت و درنتیجه متوسط عدد ناسـلت افـزایش می‌یابد. در نوسانات با دامنهٔ بالاتر تفاوت چندانی بـین انتقال حرارت از سطح و عدد ناسلت در ناحیهٔ برخورد وجود نـدارد. همـان‌گونـه کـه در شـکل (۹) مشـاهده می‌شود بین دو دامنهٔ نوسان ۰/۸ و ۱ تفاوت چندانی در کمینـه و رفتـار ناسـلت در S/d کوچـک‌تـر ۰/۸ دیـده نمی‌شود. همچنین می‌توان گفت افزایش دامنـهٔ نوسـان موجب بزرگ‌تر شدن گردابه‌هـای آشـفتگی در جریـان می‌شود و همین اختلاط و آشفتگی بیشتر تضعیف لایهٔ مرزی را درپی دارد که این امر موجب افـزایش انتقـال حرارت می‌شود.



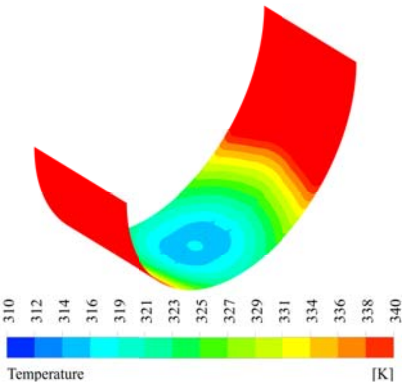
شکل ۹ اثر دامنهٔ نوسان بر توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت محلی راستای محوری s

در شکل (۱۰) اثر دامنهٔ نوسان بـر توزیـع متوسـط عدد ناسـلت در راسـتای محـوری y نشـان داده شـده است. با توجه به شکل مشاهده می‌شود باافزایش دامنـهٔ نوسان، عدد ناسلت در نقطهٔ برخورد کـاهش مـی‌یابـد. سـپس بـا فاصـله گـرفتن از نقطـهٔ برخـورد $(1.4 < \frac{s}{d} < 2.6)$ عدد ناسلت افـزایش و بـا پیشـروی بیشـتر $(\frac{s}{d} < 1.4, \frac{s}{d} > 2.6)$ مقـدار ناسـلت کـاهش می‌یابد. همچنین باافزایش دامنه از ۰/٤ تا ۱ مقدار عـدد ناسلت محلی کاهش یافته است. این کاهش به‌صـورت یک مینیمم نسبی ظاهر شده اسـت و نتـایج نشـان داده است که افزایش دامنهٔ نوسان درامتداد محـوری باعـث کاهش انتقال حرارت می‌شود. درمقایسـهٔ جـت پایـا و نوسانی مشاهده می‌شود که مقدار متوسط عدد ناسـلت در جت نوسانی در بیشتر نواحی دامنهٔ حـل نسـبت بـه جـت پایـا کـاهش داشـته و در محـدودهٔ کمـی در پایین‌دست نقطهٔ برخورد مقـدار متوسـط عـدد ناسـلت نسبت به حالت پایا افزایش جزئی دارد.

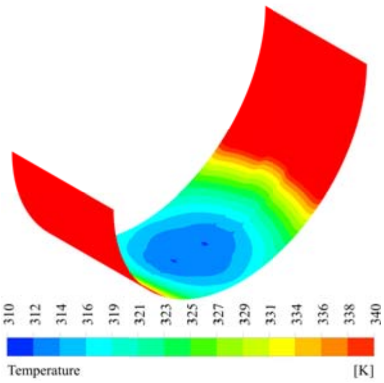


شکل ۱۰ اثر دامنهٔ نوسان بر توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت محلی راستای محوری y

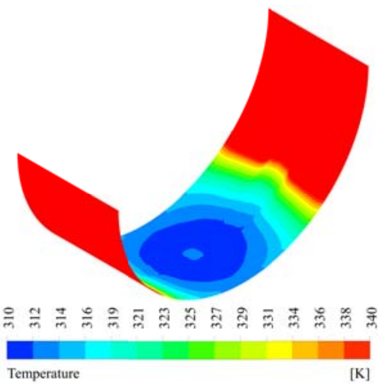
شـکل (۱۱) اثـر تغییـر دامنـهٔ نوسـان بـه‌وسـیلهٔ کانتورهای دمای سطح برخورد، برای حالت جت پایا و سینوسی با دامنهٔ ۰/٤ و ۰/۸ نشان داده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شـود بـاافزایش دامنـهٔ نوسـان انتقال حرارت از سطح بیشتر شده و خنک‌کاری بهتری صورت گرفته است.



الف) جت پایا



ب) دامنهٔ نوسان ۰/٤ در زمان t/τ=0.25



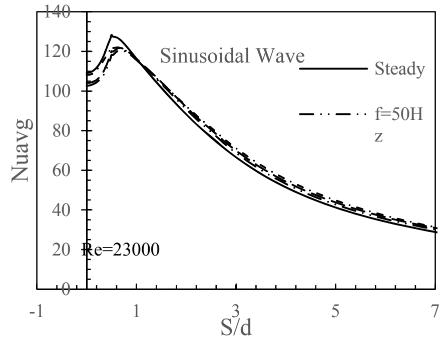
ج) دامنهٔ نوسان ۰/۸ در زمان t/τ=0.25

شکل ۱۱ کانتورهای دمای سطح برخورد در حالت پایا و جت نوسانی در زمان t/τ=0.25

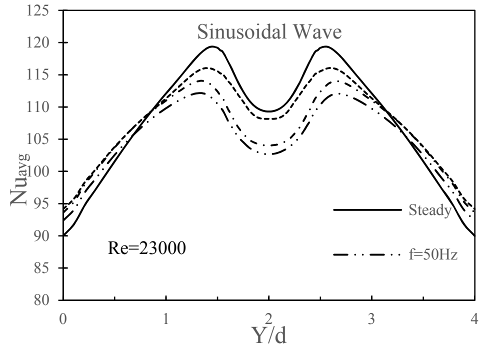
تأثیر فرکانس نوسان. شکل (۱۲) اثـر تغییـر فرکـانس نوسان (f) بر متوسط زمانی عدد ناسلت در راستای s را نشـان مـی‌دهـد. نتـایج حـاکی از آن اسـت کـه در

فرکانس‌های پایین تغییر چندانی در متوسط عدد ناسلت دیده نمی‌شود، اما با افزایش فرکانس میزان متوسط عدد ناسلت محلی و درنتیجه انتقال حرارت افزایش می‌یابد. با افزایش فرکانس، نوسان‌ها در یک بازهٔ زمانی افزایش می‌یابد و همین امر موجب افزایش اختلاط و آشفتگی بیشتر جریان می‌شود. میزان آشفتگی ارتباط مستقیمی با انتقال حرارت دارد و با افزایش آن انتقال حرارت افزایش می‌یابد و دلیل اصلی این ارتباط مستقیم تأثیر آشفتگی جریان بر لایه‌های مرزی تشکیل‌شده روی سطح مقعر می‌باشد. لایهٔ مرزی روی صفحه به‌شکل نوعی از عایق عمل می‌کند و مقاومتی را دربرابر انتقال حرارت ایجاد می‌کند. هرچه این لایه مرزی کوچک‌تر و نامنظم‌تر باشد، می‌توان انتقال حرارت بهتری را شاهد بود. افزایش فرکانس هم با از بین بردن لایه‌های مرزی و آشفته کردن جریان میزان انتقال حرارت را تا حدودی افزایش می‌دهد. همچنین نتایج نشان می‌دهد که تأثیر فرکانس نوسان بر توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت برای موج سینوسی درمقایسه‌با تأثیر تغییر دامنهٔ سیال نامحسوس‌تر می‌باشد.

در شکل (۱۲) مشاهده می‌شود با نوسانی کردن جریان و افزایش فرکانس متوسط عدد ناسلت در نقطهٔ برخورد نسبت به حالت جت پایا با کاهش مواجه می‌شود، درصورتی‌که با پیش‌روی فاصله گرفتن از محل برخورد باعث افزایش متوسط عدد ناسلت در نواحی دوردست می‌شود. زولکیفلی و همکاران [31] در تحقیقات خود، کاهش عدد ناسلت در نقطهٔ برخورد با نوسانی شدن جریان و افزایش عدد ناسلت در دوردست جریان نسبت به جت پایا را مشاهده کردند. این کاهش در نقطهٔ برخورد برای فرکانس ۲۰۰ هرتز برابر با ٦٪ می‌باشد درصورتی‌که در پایین‌دست جریان باعث افزایش ۱۱٪ متوسط زمانی عدد ناسلت می‌شود.



شکل ۱۲ اثر فرکانس نوسان بر توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت محلی راستای محوری s



شکل ۱۳ اثر فرکانس نوسان بر توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت محلی راستای محوری y

شکل (۱۳) تأثیر فرکانس نوسان بر توزیع عدد ناسلت محلی درامتداد y نمایش داده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود توزیع متوسط عدد ناسلت در این راستا در نقطهٔ برخورد کاهش می‌یابد؛ سپس با فاصله گرفتن از نقطهٔ برخورد ($1.4 < \frac{S}{d} < 2.6$) عدد ناسلت افزایش می‌یابد و با دور شدن بیشتر از نقطهٔ برخورد ($\frac{S}{d} < 1.4, \frac{S}{d} > 2.6$) مقدار ناسلت کاهش می‌یابد. در امتداد محور تغییر فرکانس در دوردست از نقطهٔ برخورد تأثیر چندانی بر توزیع عدد ناسلت ندارد و تفاوتی بین فرکانس‌های مختلف بر مقدار متوسط زمانی عدد ناسلت دیده نشده است. علت این امر می‌تواند از بین رفتن آشفتگی ایجادشده توسط تغییر فرکانس در این نواحی باشد که باعث عدم تفاوت در متوسط زمانی عدد ناسلت محلی در این قسمت‌ها شده

است. همچنین با افزایش فرکانس مقدار عدد ناسلت به‌ویژه در نقطهٔ برخورد افزایش پیدا می‌کند.

نتیجه‌گیری

در مطالعهٔ پیش‌رو، شبیه‌سازی عددی جریان و انتقال حرارت آشفتهٔ جریان برخوردی نوسانی به یک سطح مقعر مورد بررسی قرار گرفته است. در این بررسی از جت برخوردی نوسانی سینوسی با دمای ۲۹۸/۱۵ کلوین استفاده شده است. به سطح برخورد شار حرارتی ثابتی اعمال شده و باقی دیوارها آدیاباتیک درنظر گرفته شده است. در این مطالعه بررسی‌ها برای اعداد رینولدز ۱۰,۰۰۰ تا ۴۰,۰۰۰، دامنهٔ نوسان ۰/۴تا ۱ و فرکانس ۵۰ تا ۲۰۰ هرتز برای موج سینوسی صورت گرفته است. استفاده از جت‌های نوسانی باعث افزایش مقدار متوسط عدد ناسلت بر سطح مقعر درمقایسه‌با جت پایا می‌شود. افزایش عدد رینولدز خروجی جت باعث افزایش قابل‌ملاحظه آشفتگی جریان و همچنین ایجاد گرادیان شدید سرعت در ناحیهٔ نزدیک دیواره می‌گردد. بنابراین میزان انرژی آشفتگی درامتداد سطح برخورد به‌شکل قابل‌ملاحظه‌ای افزایش می‌یابد.

با افزایش فرکانس، نوسان‌ها در یک بازهٔ زمانی افزایش می‌یابد و همین امر موجب افزایش اختلاط و آشفتگی بیشتر جریان می‌شود و درنتیجه متوسط نرخ انتقال حرارت از سطح برخورد افزایش می‌یابد.

با افزایش دامنهٔ نوسان، متوسط زمانی عدد ناسلت محلی، به‌علت ایجاد گردابه‌های بزرگ‌تر افزایش می‌یابد. باتوجه‌به نمودارها مشخص شده است که تغییرات در نواحی با فاصله از نقطهٔ برخورد، افزایشی در حدود ۱۷٪ را شامل می‌شود ولی در نقطهٔ برخورد با کاهش مقدار انتقال حرارت و متوسط زمانی عدد ناسلت به‌میزان تقریبی ۷٪ روبه‌رو می‌شود.

توزیع متوسط زمانی عدد ناسلت درجهت امتداد محوری برخلاف جهت امتداد سطح برخورد توزیع یکنواخت‌تری دارد. در نقطهٔ برخورد برای جت برخوردی نوسانی مقدار ناسلت نسبت‌به جت پایا کمتر است که با فاصله گرفتن از نقطهٔ برخورد و پیش‌روی درجهت امتداد محوری مقدار عدد ناسلت نسبت به جت پایا افزایشی در حدود ۱۵٪ را نشان می‌دهد.

فهرست علائم

A	دامنهٔ نوسان
B	عرض ورودی جت برخوردی نوسانی
f	فرکانس نوسان، 1/s
q''	شار حرارتی، w/m^2
D	قطر صفحهٔ برخورد،mm
L	طول صفحهٔ برخورد،mm
d	قطر دهانهٔ جت،mm
T	دما،K
T_∞	دمای محیط،K
T_{jet}	دمای جت،K
T_w	دمای دیواره،K
P	فشار استاتیک،Pa
P_∞	فشار استاتیک محیط،Pa
p	محیط،mm
s	مسافت روی سطح مقعر،mm
y	امتداد محوری
t	زمان،s
U	سرعت،m/s
u_{jet}	سرعت خروجی جت،m/s
u_{avg}	سرعت متوسط،m/s
d_h	قطر هیدرولیکی،mm
C_p	گرمای ویژه در فشار ثابت،N.m/kg.k
k	ضریب هدایت گرمایی،w/m.k
St	عدد استروهال
Re	عدد رینولدز
Nu	عدد ناسلت
Nu_{avg}	متوسط نوسانی عدد ناسلت

Y^+	فاصلهٔ بی‌بعد از دیواره
τ	زمان یک سیکل کامل، s
ρ	چگالی، kg/m^3
ε	نرخ اضمحلال انرژی جنبشی آشفتگی m^2/s^3
K	انرژی جنبشی آشفتگی، m^2/s^3
μ	ویسکوزیتهٔ دینامیکی، kg/m.s
μ_t	ویسکوزیتهٔ آشفتگی، kg/m.s
S_{ij}	تانسور نرخ کرنش
$\rho\overline{u'_i u'_j}$	تنش‌های رینولدز
P_k	تولید انرژی جنبشی آشفتگی
X_i	جهات مختصات (=s,y,z)
u_i	متغیر سرعت متوسط (m/s)
u'_i , u'_j	مؤلفه‌های نوسانی سرعت (m/s)

مراجع

1. Chupp, R.E., Helms, H.E., McFadden, P.W. and Brown, T.R., "Evaluation of Internal Heat-Transfer Coefficients for Impingement Cooled Turbine Airfoils", *J. Aircraft*, Vol. 6, No. 3, pp. 203-208, (1969).
2. Sailor, D.J., Rohli, D.J. and Qianli, F., "Effect of Variable Duty Cycle Flow Pulsations on Heat Transfer Enhancement for an Impinging air jet", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 20, pp. 574-580, (1999).
3. Camci, C. and Herr, F., "Forced Convection Heat Transfer Enhancement using a Self-Oscillating Impinging Planar Jet", *ASME J. Heat Transfer*, Vol. 124, pp. 770-782, (2002).
4. Souris, N., Liakos, H. and Founti, M., "Impinging jet cooling on concave surfaces", *AIChE J*, Vol. 50, No. 8, pp. 1672–1683, (2004).
5. Fenot, M., Vullierme, J.J. and Dorignac, E., "Local Heat Transfer Due to Several Configurations of Circular Air Jets Impinging on a Flat Plate with and without Semi-confinement", *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 44, No. 4, pp. 665-675, (2005).
6. Rajabi Zargarabadi, M., Rezaei, E. and Yousefi-Lafouraki, B., "Numerical analysis of turbulent flow and heat transfer of sinusoidal pulsed jet impinging on an asymmetrical concave surface", *Applied Thermal Engineering*, Vol. 128, No. 1, pp. 578-585, (2018).
7. Hofmann, H.M., Movileanu, D.L., Kind, M. and Martin, H., "Influence of a Pulsation on Heat Transfer and Flow Structure in Submerged Impinging Jets", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 50, pp. 3638-3648, (2007).
8. Fenot, M., Vullierme, J.–J. and Dorignac, E., "An Experimental Study on Hot Round Jets Impinging on Concave Surface", *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 29, No. 4, pp. 945-956, (2008).
9. Zulkifli, R., Sopian, K., Abdullah. S. and Takriff, M.S., "Comparison of Local Nusselt Number between Steady and Pulsating Jet at Different Jet Reynolds Number", *WSEAS Transactions on Environment and Development*, Vol. 5, No. 5, pp. 384-393, (2009).
10. Bazdidi-Tehrani, F., Karami, M. and Jahromi, M., "Unsteady flow and heat transfer analysis of an impinging synthetic jet", *Journal Heat and Mass Transfer*, Vol. 4, Issue 11, pp. 1363-1373, (2011).
11. Mohammadpour, J., Rajabi-Zargarabadi, M. and Mujumdar, A.S., "Effect of intermittent and sinusoidal pulsed flows on impingement heat transfer from a concave surface", *International Journal of Thermal Sciences*, Vol. 76, pp. 118-127, (2014).

۱۲. محمدپور، جواد، رجبی زرگرآبادی، مهران، احمدی، هادی، «تحلیل عددی جریان و انتقال حرارت آشفته در جت نوسانی برخوردی به سطح مقعر»، مهندسی مکانیک مدرس، ش ۱۳، صص ۱۲۹–۱۳۷، (۲۰۱۳).

13. Esmailpour, K., Hosseinalipour, M., Bozorgmehr, B. and Mujumdar, A. "A Numerical Study of Heat

Transfer in a Turbulent Pulsating Impinging Jet", *the Canadian Journal of Chemical Engineering*, Vol. 93, pp. 959-96, (2015).

14. Mohammadpour, J., Zolfagharian, M.M., Mujumdar, A.S. and Rajabi-Zargarabadi, M., "Heat Transfer under Composite Arrangement of Pulsed and Steady Turbulent Submerged Multiple Jets Impinging on a Flat Surface", *International Journal of Thermal Science*, Vol. 86, pp. 139-147, (2014).

۱۵. طریقی، رضا و رجبی زرگرآبادی، مهران، «شبیه‌سازی عددی تأثیر مکان استقرار جت‌های برخوردی بر انتقال حرارت جابه‌جایی از سطح مقعر استوانه‌ای»، علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک، ش ۲۷(۲)، صص ۷۱–۸٦، (۲۰۱٦).

16. Taghinia, J., Rahman, M.D. and Timo Siikonen, M., "CFD study of turbulent jet impingement on curved surface", *Chinese Journal of Chemical Engineering*, Vol. 24, Issue 5, pp. 588-596, (2016).

17. ANSYS Fluent16.0, User Guide, Ansys Inc., (2016).

18. Behera, R.C., Dutta, P. and Srinivasan, K., "Numerical study of interrupted impinging jets for cooling of electronics", *IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies*, Vol. 30, pp. 275-284, (2007).

19. Yakhot, V., Orszag, S.A., Thangam, S., Gatski, T.B. and Speziale, C.G., "Development of Turbulence Models for Shear Flows by Double Expansion Technique", *Journal Phys Fluid*, Vol. 4, No. 7, pp. 1510-1520, (1992).

20. Sharif, M.A.R. and Mothe, K.K, "Parametric Study of turbulent Slot-Jet Impingement Heat Transfer from Concave Cylindrical Surfaces", *International Journal of Thermal Science*, Vol. 49. No. 2, pp. 428-442, (2010).

21. Parham, K.E., Esmaeilzadeh, U., Atikol, L.B. and Aldabagh, Y.A. "Numerical Study of Turbulent Opposed Impinging Jets Issuing from Triangular Nozzles with Different Geometries", *Heat and Mass Transfer*, Vol. 47, pp. 427-437, (2011).

22. Liakos, H.H., Keramida, E.P., Founti, M.A. and Markatos, N.C., "Heat and Mass Transfer Study of Impinging Turbulent Premixed Flames", *Heat and Mass Transfer*, Vol. 38, No. 4-5, pp. 425-432, (2002).

23. Martin, E.L., Wright, L.M. and Crites, D.C., "Computational investigation of jet impingement on Turbine blade leading edge cooling with engine-like temperatures", *International Conference Gas Turbine Institute*, Denmark, June 11-15, (2012).

24. Elebiary, K. and Taslim, M.E., "Experimental/ Numerical crossover jet impingement in an airfoil Leading edge cooling channel", *Journal of Turbo machinery*, Vol. 135, No. 3, pp. 1-10, (2013).

25. Yang, Y.T., Wei, T.C. and Wang, Y.H., "Numerical study of turbulent slot jet impingement cooling on a semi-circular concave surface", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 54, pp. 482-489, (2011).

26. Xie, Y., Li, P., LAN, J. and Zhang, D., "Flow and heat transfer characteristics of single jet impinging on dimpled surface", *Journal Heat Transfer*, Vol. 135, pp. 356-361, (2013).

27. Yang, L., Ren, J., Jiang, H. and Ligrani, P., "Experimental and numerical investigation of unsteady Impingement cooling within a blade leading edge passage", *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 71, pp. 57-68, (2014).

28. Mladin, E.C. and Zumbrunen, D.A., "Local Convective Heat Transfer to Submerged Pulsating Jets". *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 40, pp. 3305-3321, (1997).

29. Xu, P., Mujumdar, A.S., Poh, H.L. and Yu, B., "Heat Transfer under a Puksed Slot Turbulent Impinging Jet at Large Temperature Differences", *Thermal Science*, Vol. 14, No. 1, pp. 271-281, (2010).

30. Gilrd, V. and Brizzi, L.–E., "Slot jet impinging on a concave curved wall", *Journal of Fluid Engineering*, Vol. 127, pp. 595-603, (2005).

31. Zulkifli, R., Sopian, K.S., Abdullah, S. and Sobri Takriff, M., "Comparison of Local Nusselt Number for Steady and Pulsating Circular Jet at Reynolds Number of 16000", *European Journal of Scientific Research*, Vol. 29, No. 3, pp. 369-378, (2009).